

推力室槽道式冷却通道尺寸优化设计方法

国防科技大学 陈杰*

【摘要】 新一代液氧/烃类推进剂液体火箭发动机将采用高燃烧室压力方案, 这时推力室冷却成为一项关键技术问题。本文构造了一个槽道式再生冷却通道几何尺寸的优化设计方法, 其优化目标是使通过冷却通道的冷却剂的压力损失最小。典型的计算、实验表明, 采用优化设计方法可使冷却压力损失减少 50%, 即采用优化设计有利于高室压推力室冷却问题的解决。

关键词: 液体推进剂 火箭发动机 传热计算 冷却通道优化

1 前言

新一代液氧/烃类推进剂发动机, 采用高燃烧室压力来提高推力室比冲性能和减小推力室轮廓尺寸与质量。实验研究表明, 推力室中燃气向室壁传递的对流热流强 q_c 与燃气质量流强 (ρv) 或者燃烧室压力 p_c 成 0.8 次方幂指数关系。因此, 提高室压对推力室冷却过程的组织提出了更高的要求。能否可靠冷却推力室, 成为高室压液氧/烃类推进剂发动机方案能否实现的一项关键技术限制。当传向室壁的热流增加时, 原则上可以通过增加冷却剂流量或者减小冷却通道几何尺寸, 从而提高冷却剂流动速度等措施来把增加的热量带走。然而, 对于一定推力的发动机, 可利用的冷却剂流量是有限的; 而提高冷却剂流动速度, 必然引起冷却通道的压力损失的增加, 从而要求增加涡轮泵系统负担, 并影响整个发动机系统动力平衡问题的解决。另外, 减小冷却通道尺寸还受到通道可加工性的限制。因此, 在考虑冷却要求和尺寸加工限制条件下, 合理地设计冷却通道尺寸, 充分利用推进剂的冷却潜力, 以较少的冷却压降完成推力室的冷却, 有利于高室压发动机方案的实现。

国内以往研制的发动机大多采用波纹板再生冷却通道。新一代液氧/烃类推进剂发动机将采用槽道式冷却通道。本文构造了一个槽道式再生冷却通道几何尺寸的优化设计方法。其优化设计目标是使通过冷却通道的冷却剂的压力损失最小。

2 推力室简化传热模型

2.1 燃气与室壁的对流、辐射换热和室壁的导热

对流热流强 q_c 可以表示成

$$q_c = h_c \cdot (T_{aw} - T_{wg}) \quad (1)$$

T_{wg} 为燃气边室壁温度 [K]; T_{aw} 为燃气绝热温度 [K]; h_c 为对流换热系数, 由 Bartz 公式确定。

高燃烧室压力液氧/烃类推进剂燃烧室中, 燃气温度高达 3000~4000K, 室压高达 15~20 MPa。这时平衡燃烧产物中的强极性分子, 如 H_2O 、 CO_2 向室壁发射强烈的辐射热流。辐

射热流强可近似地按文献 [1] 中的方法确定。

对于低导热系数耐热不锈钢材料, 可以按一维平板假设来求取通过室壁的导热热流。但是, 对于由高导热系统的铜合金材料组成的槽道式冷却通道, 槽道的侧壁具有明显的增强传热的“肋片”效应。这里采用文献 [2] 中考虑侧壁肋效应的一维导热模型。

2.2 室壁与冷却剂的对流换热、冷却剂温度变化

传给冷却液的热流, 可以按下式计算:

$$q_l = h_l \cdot (T_{wl} - T_l) \quad (2)$$

影响冷却剂对流换热系数 h_l 的因素除了流动状态与物性外, 流体是处于亚临界还是超临界温度状态, 是否存在结焦等都有影响。对于不同的推进剂组元和不同工作参数范围, 已经发表了许多实验准则关系式^[3,4], 可用于确定具体推进剂的 h_l 值。

将整个推力室沿轴线划分成 N 段, 则由冷却剂入口温度 $T_{l,in}$ 得到冷却剂出口温度 $T_{l,out}$:

$$T_{l,out} = T_{l,in} + \sum_{j=1}^N [(q_l \pi d_i \Delta x_i) / (\cos \theta m_i \cdot c_{pl,i})] \quad (3)$$

式中, 热流 q_l 、推力室直径 d_i 和推力室壁面轮廓线与推力室轴线的夹角 θ 均取该段的平均值。比热 $c_{pl,i}$ 以该段入口冷却剂温度 $T_{l,i}$ 为定性温度来求取; m_i 为冷却剂质量流量。

2.3 冷却通道压力降

对于不可压缩冷却剂, 可得冷却通道任意两个截面 1 与 2 之间的如下形式的压力降公式:

$$\Delta P = (\rho_{lv1}^2 / 2) \cdot [(A_1 / A_2)^2 - 1] + f \cdot \Delta x \cdot \rho_{lv1}^2 / (D \cdot 2 \cos \theta) \quad (4)$$

式中, f 为范宁系数; D 为冷却通道水力直径; Δx 为截面 1 与截面 2 之间轴向长度; θ 为推力室轮廓与轴线的夹角。

3 槽道式冷却通道尺寸优化

3.1 槽道尺寸优化问题描述

选择冷却压降最小为设计目标。对于超临界压力工作冷却剂, 满足冷却要求是指燃气壁温 T_{wg} 小于某一允许值 $T_{wg,max}$, 冷却剂液壁温度 T_{wl} 小于冷却剂热分解 (或结焦) 温度 $T_{wl,max}$ 。图 1 为推力室冷却槽道横截面尺寸示意图。对于冷却通道的加工限制有: 壁厚 $t \geq t_{min} = 0.65 \text{ mm}$, 肋宽 $L \geq L_{min} = 1.00 \text{ mm}$, 槽宽 $W \geq W_{min} = 1.00 \text{ mm}$, 槽深 $H \geq H_{min} = 3.00 \text{ mm}$, 槽深宽比 $H/W \leq H/W_{max} = 4.0$ 。于是槽道式再冷却通道几何尺寸的优化问题可描述为:

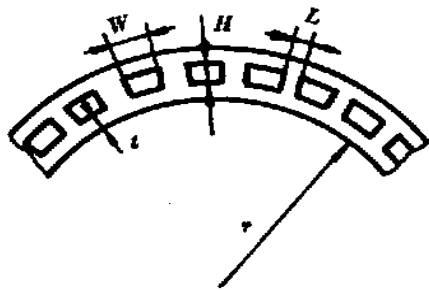


图 1 槽道式冷却通道横截面

$$\min: \Delta p_{cool} = f(t(x), L(x), W(x), H(x))$$

$$\text{s.t. } T_{wl} \leq T_{wl,max}, \quad T_{wg} \leq T_{wg,max}$$

$$t \geq t_{min}, \quad L \geq L_{min}$$

$$W \geq W_{min}, \quad 4W \geq H \geq H_{min} \quad (5)$$

式中 x 是推力室轴向坐标, f 是一个泛函表达式, 冷却压降 Δp_{cool} 通过冷却计算确定。

3 2 两种通道尺寸变化形式

从冷却通道加工简单性考虑出发, 一般规定通道截面尺寸 t, L, W, H 沿推力室轴线的基本分布形式为常值或按线性规律变化。这样把对 (5) 式中 $t(x), L(x), W(x), H(x)$ 4 个分布函数的优化选取问题转变为对几个关键几何参数的优化选取问题。本文选择两种尺寸变化形式来进行分析, 以此来说明优化设计方法和优化通道尺寸对降低冷却压降的重要性。

(1) 第 1 种形式 (常规设计形式): 设 t, L, H 沿推力室轴线分布为常值。调整槽高 H 和喉部槽宽 W_t , 以冷却压降最小来最终确定设计参数。

(2) 第 2 种形式 (优化设计形式): t 沿推力室轴线分布为常值。 L, W 沿推力室轴线随推力室半径的变化规律见图 2。在保证冷却要求和加工限制的前提下, 应在每个冷却横截面上取最大的 H 值, 以便增大冷却通道面积, 减少冷却压降。选定燃烧室圆柱段肋宽 L_b 和喉部槽宽 W_t 以后, 槽高 H 选取可归纳为如下单变量优化问题:

$$\max: H(x), \quad \text{s.t.} \quad 4W \geq H \geq H_{\min}, \quad T_{wg} \leq T_{wg, \max}, \quad T_{wl} \leq T_{wl, \max} \quad (6)$$

调整 L_b, W_t , 可以得到对应于最小冷却压降的 L_b, W_t 和 $H(x)$ 。由图 2 可换算得到 $L(x), W(x)$ 。

这里选择一组 $\text{LO}_2/\text{RP}-1$ 推进剂发动机参数作为冷却计算实例的初始输入参数: 燃烧室压力 $p_c = 16.67 \text{ MPa}$, 冷却剂流量 $\dot{m}_t = 100.0 \text{ kg/s}$, 喉部直径 $d_t = 0.2327 \text{ m}$, 喷管出口面积比 $\epsilon = 30.0$, 推力室平均余氧系数 0.818 , 另外取推力室边区余氧系数为 0.47 。假定冷却剂从喷管面积比 $8:1$ 处进入冷却通道; 内壁厚度为 0.001 m , 内壁材料 Zr-Cu 合金。由给出的 d_t 和 ϵ , 通过选择燃烧室特征长度 L^* 、燃烧室收敛比 ϵ 、喷管收敛段入口圆弧半径 R_b 、收敛角 β_b 、喉部曲率半径 R_d, R_a 、喷管出口角 α , 就可以确定双圆弧喷管内径沿轴向的变化规律 $r(x)$ 。

3 3 计算结果比较

(1) 第 1 种尺寸分布形式结果: 取肋宽为 0.001 m , 图 3 (a) 给出了冷却压降随喉部槽

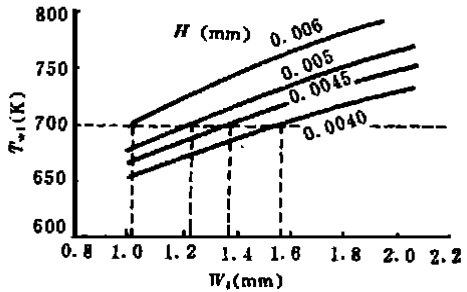
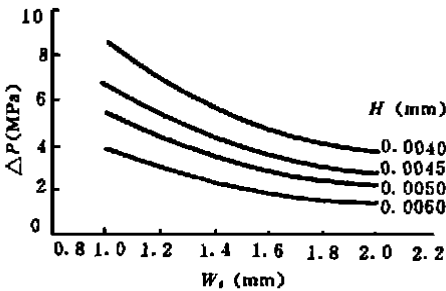


图 3 第一种尺寸分布

宽 W_t 和槽高 H 的变化关系。图 3 (b) 则给出了冷却剂边壁温度随 W_t 和 H 的变化关系。在

计算参数范围内, 燃气边壁温总是小于允许值, 故在图中没有画出。如果取冷却剂边结焦温度为 $700\text{K}^{[5]}$ 。则由图 3 (b) 对每个 H 可求出一个 W_0 。再根据求出的 H 、 W_t , 由图 3 (a) 可以求出一个冷却压降。由图 3 (a) 和图 3 (b) 可知, 这时较满意的一组设计参数为:

$$(H, W_t, \Delta P_{\text{cool}}) = (0.005\text{m}, 0.00122\text{m}, 4.30\text{MPa})$$

(2) 第 2 种尺寸分布形式结果: 按图 2 通道尺寸变化规律, 选定 L_b 和 W_t 以后, 推力室每个截面的肋宽 L 和通道宽度 W 是确定的。取 L_t 为 0.001m , 选取一组 (L_b, W_t) 值进行冷却计算。其中 $H(x)$ 按 (6) 优化选取。并取 $(T_{wg, \max}, T_{wl, \max}) = (840, 700)\text{K}$ 。所得计

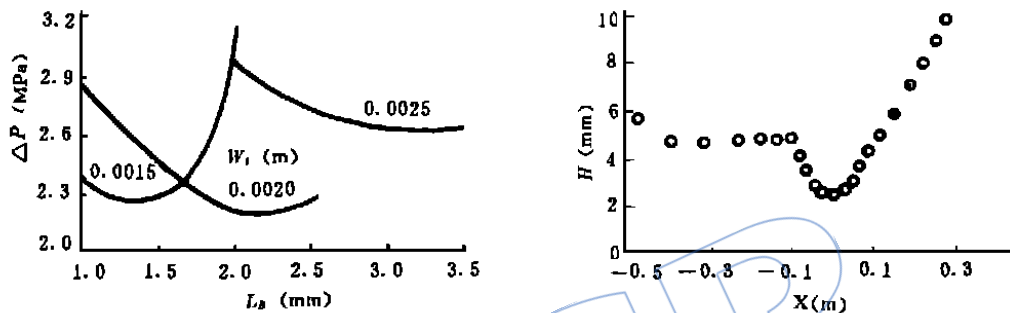


图 4 第 2 种尺寸分布

算结果见图 4 (a)。由图 4 (a) 可知这时最优设计参数为: $(L_b, W_t, \Delta P_{\text{cool}}) = (0.0021\text{m}, 0.002\text{m}, 2.16\text{MPa})$ 。将这里的冷却压降与第 1 种尺寸分布形式的结果相比, 冷却压降可减少约 50%。图 4 (b) 给出了优化后冷却通道高度 H 沿推力室轴向的分布情况。

3.4 槽道式冷却通道尺寸优化步骤

对上述第 2 种尺寸分布形式冷却压降计算过程进行归纳, 得到以下冷却通道尺寸优化步骤: (1) 由给定的推力室设计参数, 确定推力室内壁半径沿推力室轴向分布关系 $r(x)$; (2) 选取推力室圆柱段肋宽 L_b 和喉部槽宽 W_0 。由图 2 和 $r(x)$ 确定 $L(x)$ 、 $W(x)$; (3) 将推力室划分成若干个截面, 由给定的传热模型计算横截面上气壁温度和液壁温度, 并运用 (6) 式求截面上的最高槽深值; (4) 求出通过各个截面的冷却压降之和, 得到总的冷却压降; (5) 调整 L_b 、 W_t 值, 进一步进行冷却计算, 求出冷却压降, 并作出如图 4 (a) 所示的计算结果图, 由该图可以找到最小冷却压降所对应的 L_b 、 W_t 值, 它们就是优化结果; (6) 由求出的 L_b 、 W_t 和图 2 可求出最终的 $L(x)$ 、 $W(x)$ 分布。而 $H(x)$ 已由传热计算过程确定。由优化得到的 $L(x)$ 、 $W(x)$ 、 $H(x)$ 可以指导实际冷却通道的工程设计。

参 考 文 献

- 1 什维留克 М И 液体火箭发动机的设计理论基础 上海科技出版社, 1963 年 12 月
- 2 张人杰 槽道式冷却套的一维算法 上海航天, 1990, 3
- 3 Master P A, Aukeman C A. Deposit Formation in Hydrocarbon Rocket Fuels with an Evaluation of a Propane Heat Transfer Correlation. NASA-TM-82911, June, 1982
- 4 Cook R T. Advanced Cooling Techniques for High-Pressure Hydrocarbon Fueled Engines. NASA-CR-159790, 1979
- 5 O'Brien C J, Ewen R L. Advanced Oxygen-Hydrocarbon Rocket Engine Study. NASA-CR-161748, April, 1981

(责任编辑 杨再荣)

axial motion of rollers. Hence, a new effective tool of design and failure analysis is provided for high-speed roller bearings.

EXPERIMENTAL STUDY ON TURBULENT TWO-PHASE FLOW IN A DUAL-INLET SIDE DUMP COMBUSTOR

Li Hao Changning, Shen Xiong, Zhou Lixing

(Tsinghua University)

ABSTRACT The measurements of turbulent gas-particle two-phase flows in two types of side dump combustors have been made. One of the combustors is of blade-inlet type, the other is of central-tube tangential-inlet type. Experimental investigations have been carried out by using a TSI 2-dimensional LDV system. The time-averaged and RMS fluctuation velocity of gas and particle phases in axial and tangential directions have been measured. It can be seen that strong recirculating flows of two phases exist in the head zone of both combustors, and swirling flows of two phases exist in the tangential-inlet combustor; the time-averaged velocity slip between two phases and the fluctuation velocity of two phases are sufficiently high. These flow characteristics can be favorable to ignition, flame stabilization and combustion intensification.

ACOUSTIC EXPERIMENTS OF TWO SCALED-MODEL PROPELLERS ON THE GROUND

Li Xiaodong, Sun Xiaofeng, Hu Zong'an, Zhou Sheng

(Beijing University of Aeronautics and Astronautics)

ABSTRACT Propeller acoustic experiments have been completed on the ground. The experimental results show that the aerodynamic and acoustic performances of 4 blades ARA-D propeller are better than that of the 3 blades NACA 64 propeller. The sound field of propellers has directional properties, and it is dominated by discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPF}$ tones. So, increase of the blade number and application of the advanced aerofoil will be very effective to improve aerodynamic and acoustic performances of the propeller. The best way for propeller noise reduction and aircraft fuselage noise suppression is a try to reduce the propeller discrete tones, especially the $1 \sim 5 \times \text{BPF}$ tones.

OPTIMAL DESIGN METHOD FOR CHANNEL SIZE OF THRUST CHAMBER COOLING PASSAGE

Chen Jie (National University of Defence Technology)

ABSTRACT High combustion chamber pressure engine scheme is to be used in new generation of liquid rocket engine with propellant LOX/hydrocarbon. For this kind of engine thrust chamber cooling is one of key technical problems. An optimal design method for geometric size of regenerative cooling channel is provided. The minimum of cooling pressure loss has been taken as an optimal objective. The results of a typical calculation show that the cooling pressure loss may be decreased 50% by using the optimal method.